

РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ НА ИХ ОСНОВЕ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ НА ИЗДЕЛИЯХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ РАЗРАБОТКИ ГНПРКЦ "ЦСКБ-ПРОГРЕСС"

Чечин А.В., Квашин А.С., Пушкин В.И., Акимов В.Ф.
ГНПРКЦ "ЦСКБ-Прогресс", г. Самара

Современное состояние дел в развитии РКТ характеризуется целым рядом тенденций, заложенных в Федеральную космическую программу (ФКП) и нашедших в определенной степени отражение в разработках ГНПРКЦ "ЦСКБ-Прогресс". Приведем главные из них.

1. Проведение модернизации существующих РН, в том числе и РН среднего класса "Союз".
2. Создание разгонных блоков (РБ), обеспечивающих повышение энергетических возможностей РН при выведении полезных грузов на рабочие орбиты и, в первую очередь, на геостационарные орбиты (ГСО).
3. Стремление к созданию унифицированных космических платформ, на основе которых можно разрабатывать КА с различной целевой аппаратурой.
4. Переход к созданию маломассогабаритных КА (МКА) различной размерности и целевого назначения с частичным использованием в разработках иностранной элементной базы, бортовой и наземной аппаратуры для достижения мирового технического уровня. В настоящее время эта тенденция особенно выражена при разработках коммерческих спутников.
5. Создание научного задела и разработка новых космических средств выведения.
6. Обеспечение сроков активного существования КА 10-15 лет.

Следует заметить, что несмотря на явно выраженный переход космической техники к созданию МКА, имеется целый ряд важных задач, которые могут быть решены и решаются с помощью относительно тяжелых КА. К ним относятся тяжелые геостационарные спутники связи, радиолокационные спутники дистанционного зондирования Земли и др.

Эта тенденция наблюдается и за рубежом (тяжелый разведывательный спутник Jасrosse, геостационарный КА "Sirius-2" и т.д.)

Не вызывает сомнений, что одну из главных ролей в развитии РКТ играют двигатели, так как они в значительной степени определяют стоимость и техническую эффективность РН и КА.

Опыт показывает, что ДУ относятся к одной из наиболее сложных и дорогостоящих в создании, отработке и производстве систем ракетно-космического комплекса.

Именно поэтому в развитие Федеральной космической программы была разработана и принята отдельная межведомственная целевая программа НИР по совершенствованию и развитию двигателей и ДУ на период до 2010 года.

Программа предусматривает развитие двигательных средств выведения, двигателей РБ, ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) на жидких и газообразных компонентах топлива, электрореактивных двигателей (ЭРД) и ДУ на их основе, а также ядерных ракетных двигателей.

Рассмотрим основные типы двигателей и ДУ на их основе, применяемых на существующих и вновь проектируемых в ГНПРКЦ "ЦСКБ-Прогресс" образцах РКТ.

1. Двигательные установки для модернизированных РН "Союз"

С целью обеспечения конкурентоспособности РН "Союз" на мировом рынке космических услуг ГНПРКЦ "ЦСКБ-Прогресс" с привлечением смежных предприятий провел и продолжает проводить цикл модернизаций по замене устаревших систем управления и телеизмерений на современные и повышению энергетических характеристик ракеты за счет применения модернизированных ракетных двигателей.

Серийно изготавливаемые на заводе "Прогресс" РН "Союз" (11А511У) и "Молния" (8К78М) использовались для запуска пилотируемых космических кораблей и автоматических аппаратов в обеспечение выполнения ФКП. Упомянутые ракеты по ряду своих тактико-технических характеристик не полностью отвечают возрастающим требованиям к ракетной технике. Использование РН "Союз" для запуска пилотируемых кораблей "Союз-ТМ", транспортных кораблей "Прогресс", большинства КА дистанционного зондирования Земли осуществляется на пределе энергетических возможностей носителя.

В связи с этим проводится модернизация указанных РН для продления срока их дальнейшей эксплуатации, а также резкого расширения области их применения, в первую очередь, за счет повышения энергетических характеристик применяемых двигателей.

Модернизация РН "Союз" ведется в рамках ОКР по теме "Русь". При этом усовершенствуется базовая трехступенчатая ракета-носитель.

Модернизированной РН присвоено наименование "Союз-2".

Работа ведется в два этапа: 1а и 1б

На этапе 1а на двигателях 1-ой и 2-ой ступени 14Д21, 14Д22 применены форсуночные головки с улучшенным смесеобразованием (НПО "Энергомаш", г. Химки, Моск. обл.), что позволило повысить удельный импульс и соответственно увеличить грузоподъемность ракеты (~ 250 кг). Кроме того, применяются новая система управления на базе высокопроиз-

водительной цифровой машины и новая цифровая радиотелеметрическая система.

На этапе 1б (в дополнение к этапу 1а) на 3-й ступени устанавливается новый ЖРД РД-0124, разработанный КБХА (г. Воронеж) тягой 30 т.

Этот ЖРД обладает практически идентичными габаритно-стыковочными размерами и массовыми характеристиками применяемого до этого двигателя РД-0110, но отличается более высокими удельными параметрами, находящимися на уровне лучших разработок данного класса двигателей.

Замкнутая схема с дожиганием окислительного генераторного газа и более высокий удельный импульс (РД - 0124, Жд. ~ 359с; РД - 0110, Жд. ~326 с) позволяет выводить на орбиту полезные грузы большей массы (на ~ 900 кг).

Следует отметить, что имеются предпосылки для дальнейшего совершенствования РН "Союз-2". В ЦСКБ рассмотрен вариант, получивший наименование "Союз-2, этап 2". На 1-ой и 2-ой ступенях РН предполагается разместить ДУ типа РД-120, разработанные в НПО "Энергомаш".

Входящие в них однокамерные ЖРД, работающие по замкнутой схеме и имеющие повышенные удельные характеристики (в пустоте на 11 с, у Земли на 26 с) позволяют отказаться от пиротехнического способа зажигания и использования перекиси водорода и жидкого азота.

Предполагаемое увеличение массы выводимой полезной нагрузки (ПН) составляет ~ 600 кг по сравнению с массой ПН РН "Союз-2" этап 1б. Из-за финансовых трудностей работы пока не получили продолжения.

Кроме того, в 1999 г. рассматривается вариант более глубокой модернизации РН "Союз-2", получивший наименование "Ямал". Головной организацией проекта является РКК "Энергия" с участием ГНПРКЦ "ЦСКБ-Прогресс", ВФ РКК "Энергия" и др. На РН "Ямал" предполагалось увеличить запасы топлива блоков 2-ой и 3-й ступеней. На блоке 2-ой ступени устанавливаются два двигателя типа РД-120 разработки НПО "Энергомаш" или один ЖРД НК-33 разработки СНТК им. Н.Д. Кузнецова. В случае реализации проекта "Ямал" позволит вывести на низкую орбиту ПН массой до 11 т

В конце 1999 г. появился так называемый экспортный вариант "Ямала", получивший название "Аврора" (головная организация по проекту в целом – РКК "Энергия").

В марте 2001 г. вышло распоряжение Правительства РФ № 302-Р «О сотрудничестве с австралийской компанией "Азиатско-Тихоокеанский космический центр" в разработке ракетно-космического комплекса среднего класса "Аврора" и создание на острове Рождества космодрома».

РН "Аврора" предполагалось эксплуатироваться в двух вариантах: трехступенчатая (без РБ) и четырехступенчатая (с РБ "Корвет", разработчик РКК "Энергия"). Первый вариант при старте с о. Рождества способен доставлять на низкую орбиту высотой 200 км (с наклонением $11,3^\circ$) ПН массой 11,86 т. Второй вариант выведет на переходную к геостационарной орбиту с наклонением $11,3^\circ$, высотой 200×36000 км КА массой 4,35 т, а на геостационарную орбиту 2,6 т.

На центральном блоке должна была стоять комбинация из одного ЖРД НК-33 (МД 111) в центре и одного четырехкамерного рулевого ЖРД РД-0124Р (модификация ЖРД РД-124 разработки КБХА) по периферии. Запас топлива на центральном блоке по сравнению с РН "Союз" увеличен на 50 т

На четырех блоках первой ступени будут стоять ЖРД РД-117А (14Д22), разработанные НПО "Энергомаш" для РН "Союз-ФГ".

Усиленный вариант блока "И" РН "Союз" с увеличенным запасом топлива служит третьей ступенью "Авроры". На ней ставится один четырехкамерный РД-124Э (КБХА).

В связи с несвоевременным решением финансовых вопросов участие ГНПРКЦ "ЦСКБ-Прогресс" в проекте в настоящее время не планируется.

2. Двигатели и двигательные установки для разгонных блоков

РБ выполняют специфические функции, связанные с переводом КА с низких околоземных орбит на целевые орбиты и траектории. Эти функции заметно отличаются от задач обычных ступеней ракет, что предъявляет особые требования к облику и конструкции разгонного блока в целом и двигательным установкам в частности. Так, например, маршевые ДУ должны обеспечивать многократное "включение-выключение".

Кроме того, как правило, в составе РБ должна находиться ДУ на основе ракетных двигателей малой тяги для ориентации и создания перегрузок, обеспечивающих запуск маршевых ДУ. Поэтому такие РБ образуют особый класс средств выведения.

Из работ, проводимых в ЦСКБ, следует отметить проект "Дельфин", который предусматривает создание РБ под РН "Союз-2".

Здесь необходимо напомнить, что еще в 90-х г. разработчиков РКТ заинтересовал сжиженный природный газ метан. Он может использоваться как горючее, имеющее в паре с кислородом более высокий удельный импульс, чем керосин, более низкую стоимость и обладает лучшими экологическими показателями.

В КБХА, по нашим сведениям, проведена конструкторская проработка возможности перевода ряда серийных двигателей на метан и ведется проектирование таких двигателей вновь.

Поэтому на РБ "Дельфин", срок активного существования которого составляет 24 часа, предполагается применить ДУ на сжиженном природном газе (CH_4) и жидком кислороде.

В состав ДУ РБ входят:

- маршевый двигатель (МД) тягой 3т, компоненты топлива $\text{O}_2 + \text{CH}_4$, удельный импульс в пустоте до 370 с, время штатной работы 18000 с, количество включений –5;
- двигатели малой тяги для ориентации, стабилизации блока и обеспечения запуска (ДОСОЗ) маршевого двигателя (создание необходимых перегрузок);
- системы хранения и подачи топлива соответственно к МД и ДОСОЗ.

В качестве маршевого двигателя рассматривается вариант использования ракетного двигателя разработки КБХА (РД0149).

В качестве разработчика ракетных двигателей малой тяги привлекается НИИМаш (г. Н. Салда, Свердл. обл.), как предприятие, имеющее необходимый научно-технический задел и опыт в подобных работах.

Предложено разработать РДМТ тягой 50 Н на газообразных кислороде и метане.

Ожидаемые массовые характеристики ДУ :

- маршевый двигатель - 120 кг;
- ДОСОЗ - 25 кг;
- топливо - 1500...5350 кг.

Ожидается, что масса выводимого с помощью РН "Союз-2" и РБ "Дельфин" космического аппарата составит 500...5000 кг в зависимости от орбиты назначения и места расположения стартового комплекса.

Весьма перспективным, на наш взгляд, является предложение Исследовательского центра им. М.В. Келдыша о создании высоко эффективного РБ на основе солнечной энергодвигательной установки (СЭДУ) для существенного расширения круга целевых задач, решаемых с использованием РН "Союз-2".

ЦСКБ приняло участие в проработках, проводимых Исследовательским центром, по определению возможности создания упомянутого РБ. В результате показано, что использование солнечной энергии для подогрева водорода (РДМТ работает как на режиме сгорания кислорода и водорода, так и на подогретом водороде) позволяет увеличить удельный импульс тяги до 750-820 с.

Вследствие этого баллистическая эффективность РБ возрастает в 1,5...2 раза и появляется реальная возможность использования для выведения КА на ГСО РН среднего класса ("Союз-2", "Ямал") с космодрома Плесецк вместо тяжелых РН типа "Протон" с космодрома Байконур.

РБ с СЭДУ может обеспечить выведение КА (целевой аппарат+ энергоплатформа) массой до 2000 кг при старте РН "Союз-2" с космодрома Плесецк, с низкой орбиты на ГСО в течение 30...60 суток.

Основными проблемами для СЭДУ являются:

- создание двухрежимного РД тягой 100...400 Н;
- создание теплового аккумулятора-теплообменника с температурой подогрева водорода до 2500К;
- создание эффективной системы длительного (до 2-х месяцев) хранения криогенных компонентов (водорода и кислорода)

Ожидаемые характеристики СЭДУ:

1. Маршевый двигатель должен обеспечивать работу в режимах:
 - "большой" тяги с водородом при температуре на входе 100 К удельный импульс тяги не менее 460с;
 - "большой" тяги с дожиганием подогретого до 1500...2500 К водорода - удельный импульс тяги до 545с;
 - "большой" тяги с подогретым до 2500К водородом без дожигания - удельный импульс тяги до 750с;
 - "малой" тяги с подогретым до 2500К водородом без дожигания - удельный импульс тяги до 820с.
2. Число включений маршевого двигателя:
 - в режиме "большой" тяги до 210;
 - в режиме "малой" тяги до 50.
3. Среднесуточная мощность системы электроснабжения для питания теплового аккумулятора СЭДУ не менее 10 кВт при $U=100...110$ В.

Разработка РБ с СЭДУ требует привлечения специализированных организаций, занимающихся ключевыми технологиями по созданию ракетных двигателей и их отдельных систем и агрегатов, систем хранения и подачи криогенных компонентов топлива; специальных механических и электронных устройств; фотоэлектрических преобразователей для СБ; систем терморегулирования и др.

Из сказанного следует, что решение поставленной проблемы требует весьма значительных средств, отсутствие которых в необходимых объемах не позволяет в настоящее время продолжить эти работы.

Большого внимания заслуживает вариант с использованием на РБ электрореактивных двигателей (ЭРД). В последние годы к задачам, решаемым ЭРД по коррекции орбит, поддержания точки "стояния" КА на ГСО и другим, добавилась весьма важная функция по обеспечению транспортировки с опорных орбит на рабочие.

Безусловно применение этих двигателей, особенно в сочетании с ЖРД, в разгонных блоках может существенно повысить эффективность РН.

В решении Проблемного совета № 5 НТС Росавиакосмоса от 26.10.2000 г. были одобрены результаты анализа, проведенного Исследовательским центром им. М.В. Келдыша и ОКБ "Факел" по возможности создания для РН типа "Союз-2" комбинированной схемы выведения КА на ГСО с помощью химического РБ (на основе ЖРД) и доразгонной ступени на основе ЭРДУ и планарных солнечных батарей.

Этот вариант позволяет примерно в два раза увеличить массу КА на рабочей орбите по сравнению с традиционными средствами выведения на основе РБ с ЖРД.

Для относительной энерговооруженности КА на ГСО $N_{КА}=4-6$ кВт/т, соответствующей энерговооруженности геостационарных КА нового поколения, масса аппарата на ГСО и потребляемая мощность ЭРДУ при продолжительности выведения $T=180$ суток составляют для РН "Союз-2" (Плесецк)

$$M_{КА} = 1250...1600 \text{ кг};$$

$$N_{ЭРДУ} = 6...12 \text{ кВт}.$$

Проведение НИР по созданию таких РБ также сдерживается отсутствием необходимых средств.

3. Двигательные установки для тяжелых космических платформ под целевую аппаратуру различного назначения.

Так называемые космические платформы предназначены для размещения служебных систем КА таких, как система управления движением (СУД), система электропитания (СЭП), система обеспечения теплового режима (СОТР), комплексная двигательная установка (КДУ) и др.

На основе этих платформ созданы и создаются КА с различной целевой аппаратурой.

В ЦСКБ разработаны в основном низкоорбитальные космические платформы, которые конструктивно оформлены в виде герметичного приборного и негерметичного агрегатного отсеков. На платформах, как правило, применяются двигательные установки маневрирования, предназначенные для выработки импульсов тяг с целью изменения скорости полета КА для поддержания заданной орбиты, ее коррекции, перехода на другие орбиты, торможения перед спуском КА на поверхность Земли или для его "захоронения"; и системы исполнительных органов ориентации и стабилизации КА (СИО КА), предназначенные для создания моментов, обеспечивающих требуемый закон управления угловым положением относительно центра масс КА.

На платформах, разработанных в ЦСКБ в 60-70 г.г. для КА с малыми сроками существования (до 30 суток), использованы ДУ маневрирования на основе двухкомпонентных ЖРД и порохового ракетного двигателя для торможения КА.

В качестве СИО применены системы газовых ракетных двигателей малой тяги, работающих на сжатом азоте.

Необходимо отметить, что эти платформы применяются до настоящего времени по мере поступления заказов на соответствующие КА. ("Фотон", "Бион", "Ресурс-Ф" и др.)

Безусловно, применяемые ДУ и СИО морально устарели, а СИО имеет чрезвычайно низкие энергомассовые показатели. В связи с этим в ЦСКБ проводились исследования совместно с НИИмаш по оценке возможности перевода СИО на двухкомпонентные ЖРДМТ.

Намечалось создание в НИИмаш ЖРДМТ с диапазоном тяг от 0,4 до 12 Н и ДУ на их основе с высоким уровнем энергомассового совершенства под КА типа "Ресурс", "Бион". При этом энергетические и динамические характеристики двигателей должны были отвечать требованиям 1 и 2 классов по ГОСТ В 22633-77.

Однако резкое сокращение заказов на упомянутые КА и, как следствие этого, недостаток финансовых средств для проведения НИР не позволяет развернуть эти работы.

На платформах, разработанных под КА типа "Янтарь" на более длительные сроки активного существования, ДУ маневрирования и СИО выполнены на базе объединенной (комплексной) двигательной установки, работающей на долгохранимых высококипящих компонентах АТИН+НДМГ.

Приведем некоторые характеристики типовой ДУ маневрирования (корректирующе-тормозной двигатель).

1. Тяга двигателя	2943Н
2. Масса заправляемого топлива	
- окислитель	195 ... 585 кг
- горючее	105 ... 315 кг
3. Удельный импульс тяги	3015 нс/кг
4. Число включений	50
5. Суммарный импульс тяги	2060000 нс.

В СИО применены ЖРДМТ, система хранения и подачи топлива для которых совмещена с соответствующей системой ДУ маневрирования. Функции ориентации КА осуществляются с помощью силовых гироскопов, поэтому ЖРДМТ используются для разгрузки силовых гироскопов (сброс кинетического момента, накапливаемого в процессе функционирования), осуществление программных поворотов КА и др.

Характеристики типовых ЖРДМТ, входящих в состав КДУ

1. Тяга ЖРДМТ	100Н; 55Н; 6Н
2. Удельный импульс	2500 м/с (2060 м/с для двигателя тягой 6 Н)
3. Ресурс	100000 ... 300000 включений

4. Суммарный импульс тяги до $3 \cdot 10^5$ нс

Следует отметить, что основные характеристики применяемых в настоящее время ЖРДМТ (11Д456, 11Д457, С5.205.00-0) соответствуют уровню, серийно выпускаемых отечественных двигателей, разработка которых была проведена в конце 60-х начале 70 г.г.

По энергомассовым параметрам они отстают от уровня, достигнутого в настоящее время как в РФ, так и за рубежом примерно на 15-20 %.

По имеющимся данным разработчики ЖРДМТ НИИмаш и КБХИМмаш имеют возможность с использованием научно-технического задела, новых технологий и материалов (стойких к высоким температурам, агрессивным средам и т.д.) разработать усовершенствованные двухкомпонентные ЖРДМТ, уровень основных характеристик которых практически не будет уступать зарубежным аналогам.

ЦСКБ планирует на вновь разрабатываемых КА совместно с НИИмаш и КБХИМмаш провести модернизацию ЖРДМТ, в процессе которой должны быть повышены энергетические характеристики в непрерывном, а особенно в импульсном режимах, уменьшено время переходных процессов, обеспечено сохранение стабильности выходных характеристик на весь период САС.

В завершении следует отметить, что на отечественных и зарубежных космических платформах наряду с двухкомпонентными широко применяются однокомпонентные ЖРДМТ на гидразине. На КА, разработанных в ГНПРКЦ "ЦСКБ-Прогресс", однокомпонентные двигатели пока не нашли применения, однако в новых разработках они вполне могут быть конкурентоспособными с двухкомпонентными ЖРДМТ, в основном по массогабаритным показателям.

Из последних работ по созданию платформ в ЦСКБ можно отметить проектные исследования по оценке возможности создания универсальной платформы для решения задач космической технологии (тема "Скат"). На основе этой платформы планируется создание тяжелого низкоорбитального КА массой до 6800 кг, САС до 10 лет.

Для проработки предусматривается несколько вариантов по составу ДУ.

Маршевый двигатель	Двигатели коррекции
1. Твердотопливный, 1 шт.	ЭРД тягой 100...200 мН (10...20 г)
2. ЖРДМТ многократного включения, тягой 20 Н, 4 шт.	"-
3. ЭРД с потребляемой электрической мощностью 2,5...4,5 кВт	"-

4. Двигательные установки для МКА

Последние достижения в науке и технике сопровождались прогрессом в микроэлектронике, разработкой сверхлегких конструкционных материалов, а также более эффективных солнечных элементов и батарей и др. Эти обстоятельства в сочетании с растущим спросом на доступ к космическим технологиям привели к созданию нового поколения сравнительно недорогих маломассогабаритных КА.

Общепринятая классификация МКА в зависимости от их размеров и массы в настоящее время отсутствует, однако различают следующие группы:

- | | |
|-----------------|--|
| - малые КА | $500 \text{ кг} < m < 1500 \text{ кг} ;$ |
| - миниспутники | $100 \text{ кг} < m < 500 \text{ кг} ;$ |
| - микроспутники | $10 \text{ кг} < m < 100 \text{ кг} ;$ |
| - наноспутники | $1 \text{ кг} < m < 10 \text{ кг} .$ |

Миниатюризация КА неизбежно приводит к целому ряду ограничений.

ДУ МКА в общем случае предназначены для:

- довыведения МКА на рабочую орбиту;
- коррекции орбиты на различных этапах полета;
- разгрузки электромеханических исполнительных органов системы ориентации (если они имеются в составе МКА);
- обеспечения заданных требований по управлению МКА при отказе других исполнительных органов (электромеханических, электромагнитных и т.д.).

В качестве ДУ для перспективных МКА в ЦСКБ рассматривается вариант с применением долгохранимых высококипящих компонентов топлива АТИН+НДМГ.

При создании двигателей необходимо в числе других решить такие проблемы, как повышение энергетических характеристик, уменьшение времени переходных процессов, улучшение массогабаритных характеристик, сохранение стабильности всех выходных параметров при длительных сроках активного существования.

НИИмаш по ТЗ ГНПРКЦ "ЦСКБ-Прогресс" провело НИР по созданию сверхминиатюрных двухкомпонентных жидкостных РДМТ и ДУ на их основе для высокоманевренных малых КА специального назначения (шифр темы "Арбалет-ДУ).

Особенностью ДУ для МКА является отсутствие в ее составе основного ракетного двигателя маневрирования сравнительно большой тяги, функции которого возложены на ЖРДМТ.

Объектом исследования стала многодвигательная жидкотопливная ДУ многоразового включения, предназначенная для решения задач коррекции орбиты и управления угловым положением МКА по командам системы управления движением.

В состав ДУ входят система хранения и подачи компонентов топлива и жидкостные ракетные двигатели малой тяги: 20 Н – 2 шт и 5 Н-6 шт.

Основные характеристики ДУ

1. Массовые характеристики

1.1 Масса заправленной ДУ 90...150 кг

1.2 Масса топлива 60...120 кг

2. Удельный импульс тяги двигателей

на непрерывном режиме не менее 2800 м/с

3. Динамические параметры

3.1 Максимальная частота включений ЖРДМТ 10Гц

3.2 Время пуска ЖРДМТ, с:

тягой 20 Н 0,04

тягой 5 Н 0,025

3.3 Время останова ЖРДМТ, с

тягой 20 Н 0,03

тягой 5 Н 0,02

4. Среднесуточное потребление ДУ 1 Вт

5. Время штатной работы не более 2 лет

6. Вероятность безотказной работы не ниже 0,995

Выполненные исследования показали принципиальную реализуемость задачи по созданию КДУ с высоким массовым совершенством, высокими энергетическими и динамическими характеристиками для использования в составе МКА различного назначения.

Выработаны и обоснованы принципы построения ДУ, предложены перспективные схемно-конструкторские решения и новые технологии, обеспечивающие возможность создания КДУ МКА.

Результаты НИР "Арбалет-ДУ" были положены в основу разработанных технических предложений по ДУ для маломассогабаритного КА оптико-электронного наблюдения "Сокол-3".

Массовое совершенство КДУ МКА (отношение массы топлива к массе незаправленной установки) должно составлять не менее 4,2, а удельный импульс тяги двигателя не менее 2800 мс.

Эти показатели в 1,9 раз по массовому совершенству и в 1,3 раза по удельному импульсу выше показателей используемых на изделиях разработки ЦСКБ серийных ДУ 17Д52, 17Д61.

В процессе исследований проведенных НИИмаш намечены направления по дальнейшему совершенствованию элементной базы ДУ по пути миниатюризации агрегатов, внедрению новых материалов, технологических достижений и новых конструкторских решений.

5 Выводы

Из приведенных материалов можно сделать следующие выводы.

- 5.1 Для обеспечения надежной эксплуатации и модернизации существующих РН (в том числе и РН "Союз") и создания эффективных разгонных блоков необходимо дальнейшее развитие и совершенствование маршевых ЖРД, работающих как на традиционных компонентах топлива (керосине-сжиженном кислороде), так и на экологически безопасных сжиженных кислороде и метане.
- 5.2 Для применения в составе унифицированных космических платформ с длительными сроками активного существования (до 10 лет и более) ведущее положение наряду с высокоэффективными ЭРДУ занимают и будут занимать в ближайшем будущем ЖРДМТ на самовоспламеняющихся компонентах топлива АТИН+НДМГ и на гидразине. Поэтому необходимо продолжить их модернизацию и совершенствование.
- 5.3 Для высокоманевренных маломассогабаритных КА необходимо создавать сверхминиатюрные ЖРДМТ с высокими энергетическими, массогабаритными и динамическими характеристиками, а также высокоэффективные ЭРДУ.
- 5.4 Необходимо продолжить перспективные исследования по решению ключевых проблем, связанных с созданием солнечного теплового ракетного двигателя для разгонных блоков.

6 Заключение

Безусловно, реализация предложенных выводов и рекомендаций, которые по сути соответствуют концепциям Федеральной космической программы, возможна только при выделении на это достаточных средств. Несмотря на существующие сегодня трудности и ограничения по финансированию важных направлений в развитии РКТ и космического двигателестроения, можно выразить надежду на коренное изменение этого положения в будущем.